

燃料温度が超音速燃焼におよぼす影響

日大生産工 (院) ○鈴木 俊介・東大・工 (院) 福本 皓士郎・田中 信太郎
今村 幸・津江 光洋・日大生産工 氏家 康成・JAXA 富岡 定毅

1. 目的および背景

次世代の宇宙往還機用推進機関として、スクラムジェットエンジンが期待されている。スクラムジェットエンジンは極超音速機用の推進機関として期待され、国内外問わず多くの研究が行われてきた*1-7。スクラムジェットエンジンの課題の一つとして、超音速流れ場において確実に保炎するのが困難なことが挙げられる。スクラムジェットエンジンの燃焼器内の流速は 1000 [m/s] のオーダーであるため、燃焼器の長さを 1 [m] 程度のオーダーにとどめようとする、燃焼器内での滞留時間は 1 [msec] のオーダーになってしまう。この間に燃料は気化し空気と混合して反応しなければならない。すなわちスクラムジェットエンジンの燃焼器内の流れは低ダムケラ数流れである。なお、ダムケラ数は反応速度の項と滞留時間の項の比として定義される無次元数である。

このためスクラムジェットエンジンの燃料としては、主として反応性に優れた水素が考えられている。反応性の高い水素を用いることが燃焼に有利であるためである。しかし、水素は単位体積当たりの発熱量が小さいため、液体水素を用いても燃料タンクの小型化には不向きである。そのため単位体積当たりの発熱量が高い液体炭化水素を燃料として採用することで問題を解決しようという試みがなされ、これまでケロシンを用いた研究が広く行われてきた。

これまでの研究から、液体炭化水素燃料の超音速燃焼特性はおおよそ明らかになってきた。そこで本研究では、揮発性が超音速燃焼特性に及ぼす影響を調べるために、燃料を加熱して実験を行った。高い温度の燃料ほど超音速燃焼に有利という予測の下、燃料の温度を変化させることで、燃料温度の違いが超音速燃焼に及ぼす影響を調べた。

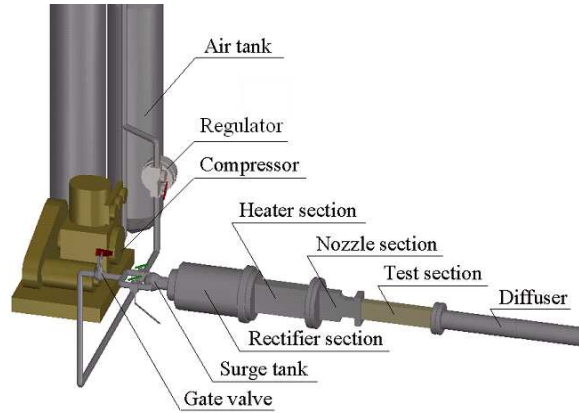


Fig.1 Supersonic wind tunnel

Tab.1 Airflow conditions at the combustor entrance

マッハ数	全圧[Mpa]	全温[K]
2	0.38	1800-2400

2. 実験

2. 1 風洞

本研究は、東京大学の超音速燃焼風洞を用いて実験を行った。装置概略図を Fig.1 に示す。本風洞は、貯気槽を用いたブローダウン方式の風洞であり、空気加熱に水素の燃焼を用いる vitiation 方式を採用している。これは加熱後における主流の酸素のモル分率が標準空気での酸素のモル分率と一致するように流量を調節して酸素及び水素を加え、あらかじめ燃焼させることによって目的の主流全温まで加熱する方法である。このため、試験部に供給される主流空気には水素の燃焼による副生成物が含まれ、それらが燃料の燃焼に影響を及ぼすと考えられる。

しかし、本研究の目的は燃料の絶対的な燃焼特性を調べるのではなく、物性値の違いによる定性的な影響を調べることであり、問題はな

The effect of fuel temperature for supersonic combustion

Shunsuke SUZUKI, Koshiro HUKUMOTO, Shintaro TANAKA, Osamu IMAMURA,
Mitsuhiro TSUE, Yasusige UJIIE and Sadatake TOMIOKA

いと考えた。試験部入り口での主流の条件を Tab.1 に示す。

2. 2 予燃焼器

vitiation 方式に適用した予燃焼器は、125 [mm] × 30 [mm] の矩形断面、長さが 400 [mm] であり、予燃焼用の燃料噴射器が流れに垂直に 5 基設けられている。急開弁と流量調節弁を経た空気とポンベから調圧弁および流量調節弁を経た酸素が混合し、予燃焼器に至る。燃料の水素はポンベから調圧弁および流量調節弁を経た予燃焼器用燃料噴射器から噴射される。燃料の噴射方向は、混合の促進と噴射口における背圧確保のため、主流と正対する方向とした。安定した燃焼を達成するために噴射器後流の還流域に自動車用点火プラグを用い、点火に使用した。

2. 3 試験部および燃料噴射系

スクラムジェットエンジン燃焼器を模擬した試験部を Fig.2 に示す。この燃焼器は、入り口で 30[mm]×36[mm]の矩形断面を有し、下流部には燃焼器の発熱による熱閉塞を緩和するため入り口から 142[mm]の地点から 2° の拡大角が設けてある。

また、燃料の噴射方式として、主流空気に対して、平行に噴射する方式(Parallel Injection) と、主流空気に対して垂直または角度を持たせて噴射する方式(Perpendicular Injection、Angled Injection) とが考えられる。前者は、燃料の持つ運動量を推力として利用できるという利点を持つが、噴射した燃料と主流空気との混合が進みにくいという欠点がある。それに対して後者は、燃料の持つ運動量を推力として利用することは出来ないが、主流空気との混合は速やかに行われる。本研究では超音速で飛行する際のスクラムジェットエンジンの燃焼器内部の燃焼挙動を調べることを目的とし、燃料と主流空気の混合をよりすばやく行わせることを目指すため、燃料を主流に対して垂直に噴射する方式を採用した。その特徴を以下に記述する。

本燃焼器は Fig.3 に示すように二つの特徴的機構を有している。一つは二相流噴射である。この噴射器は、主流に対して垂直なキャリアと呼ばれる気体の流れに、燃料を横穴から投入し、試験部に燃料を噴射する方式である。この方式は、燃料の微粒化、主流空気との混合に寄与することが過去の研究から知られている。また、

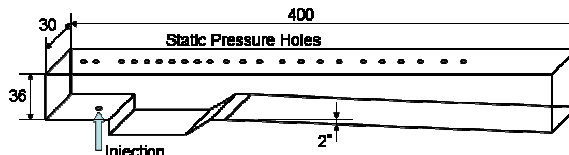


Fig.2 Configuration of the combustor

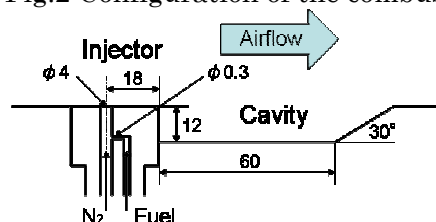


Fig.3 Injection and cavity

Tab.2 Properties of n-octane

	C ₈ H ₁₈
分子量	114
密度[g/cm ³]at 20°C	0.7
沸点[°C]	127

燃料の貫通高さはキャリアの圧力のみ依存するため、当量比と独立に貫通高さを制御することができるという長所も有している。キャリア気体には窒素を用い、その噴射圧力は全ての実験において 0.5[MPa]で一定とした。

二番目の特徴は、噴射地点下流の下壁に設けられたキャビティである。これにより、ステップ後流に生じる再循環流が促進され、燃料の燃焼室内の滞留時間も増加することが知られている。また、キャビティ入り口での流路の急拡大に伴う主流静圧の降下は、燃料の貫通高さを増加させる効果があることも知られている。これらのことから、このキャビティは保炎器としての役割を持つことが期待される。

2. 4 燃料加熱装置

本研究では、燃料をテープヒーターによって加熱することで、燃料の温度を変化させた。テープヒーターは配管内の温度を測定している熱電対と共に温度調節器につながれている。温度調節器は熱電対から得られる燃料温度が指定の温度になるようにテープヒーターを制御している。

2. 5 燃料

本研究で燃料として用いた n-オクタンとその物性値を Tab.2 に示す。

2. 6 測定

燃焼器上壁には流れ方向に 23 個の静圧孔が

設けてあり、燃焼室内の静圧分布を得ることが出来る。この分布から燃焼室内部の燃焼、非燃焼の判定を行った。Fig.4 に熱閉塞、超音速燃焼、非燃焼の各場合の典型的な燃焼室内の静圧分布を示す。

2. 6. 1 非燃焼モード

非燃焼モードにおいて燃焼は起こっていない。しかし、燃焼器内に発生する衝撃波により Fig.4 における No-combustion で示される圧力分布を示す。

2. 6. 2 超音速燃焼モード

本モードが本研究において有効な燃焼形態である。燃焼反応領域上流において PSW(Pre-combustion Shock Wave) が発生するため、それに伴う静圧上昇がみられ、Fig.4 における Supersonic combustion で示される圧力分布を示す。

2. 6. 3 熱閉塞モード

超音速燃焼モードからさらに当量比を高くすると、このモードに遷移する。このモードでは燃焼反応による発熱が大きすぎるため PSW が上流のノズル部まで遡り、ノズル後流の圧力が上昇する。その結果、ノズル前後の圧力比が臨界圧力比を越えるため、燃焼器全域が亜音速になってしまう。代表的な静圧分布を Fig.4 における Thermal choke に示す。

3. 結果

3. 1 自発点火性能

主流全温、当量比及び燃料温度を種々変更して、噴射した燃料が自発点火するかを調べた。実験は燃料温度が室温、90℃の二種類で行った。その結果を Fig.5 に示す。主流全温と当量比の関係を示しており、各条件において自発点火の成立を○、不成立を×で示している。本研究ではより低温、低当量比で自発点火することが出来る燃料を優れた燃料の供給条件とした。

室温での燃料においては主流全温 2400, 2200[K], 加熱された燃料においては 2400, 2200, 2000[K]での自発点火を確認することができ、加熱された燃料が室温の燃料より優れた燃焼特性を示した。自発点火性能においては、蒸発時間が大きく影響を与えていることを示していると考えられる。

Fig.6 は各温度における自発点火限界当量比を示したグラフである。2200, 2400[K]において、加熱された燃料は室温での燃料より自発点

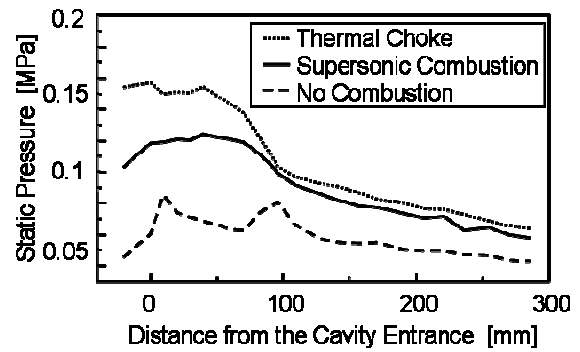


Fig.4 Typical static pressure distributions

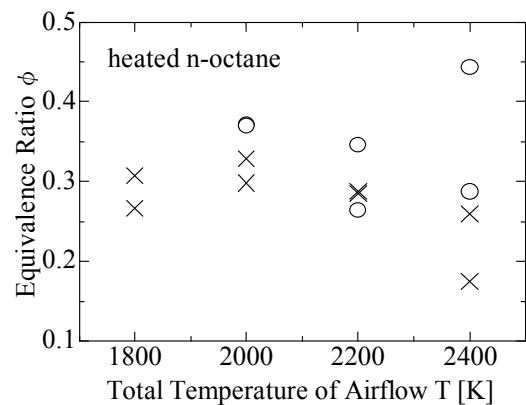
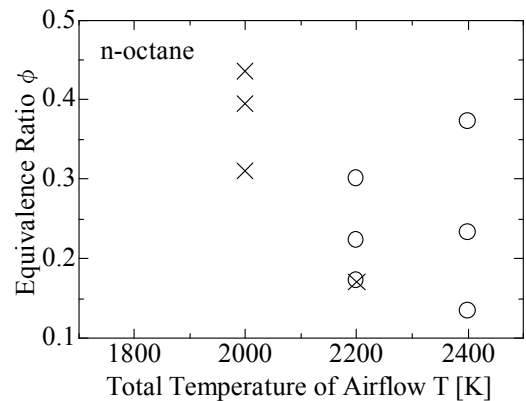


Fig.5 Self-ignition performance

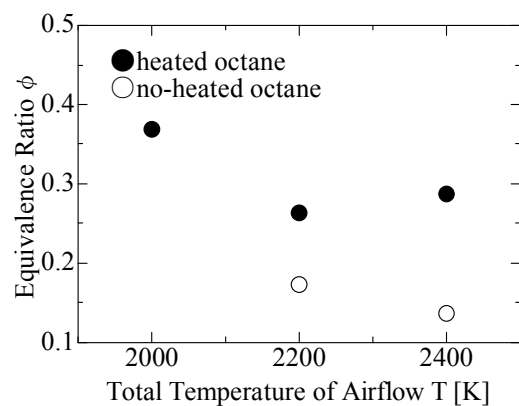


Fig.6 Combustion limit equivalence ratio in each total temperature

火限界当量比が高い値であることがわかる。これは、燃料が加熱されたことによって、燃料噴霧に影響を及ぼしていることが原因と考えられ、各温度における燃料噴霧の様子を明らかにすることが必要だと思われる。

3. 2 保炎性能

各燃料について、自発点火ができない低温、低当量比の条件において、キャリア窒素にパイロット水素と呼ばれる水素を添加することで燃料を強制的に点火した。この水素を止めた後、燃料のみで燃焼が継続し保炎するかを調べた。実験は燃料温度 70°Cで行った。その結果を Fig.6 に示す。主流全温と当量比の関係を示しており、各条件において保炎の成立を○、不成立を×で示している。自発点火の場合と同様、より低温、低当量比で保炎することが出来る燃料を優れた燃料供給条件とした。主流全温 2200, 2000[K]での保炎を確認することが出来たが、1800[K]での保炎を確認することは出来なかった。各主流全温において、90°Cの燃料を用いた自発点火実験より燃焼限界当量比は下がっている。しかし、これまでの研究から保炎実験の結果は自発点火実験の結果より燃焼限界当量比が下がることはわかっており、今回の結果も同様の傾向を示している。このことから、燃料温度を上げることは保炎性能に影響を大きく及ぼさないと考えられる。これは、保炎実験においてはあらかじめ燃焼器で火炎が形成されているからだと思われる。

4. 結論

n-オクタンを燃料とし、スクラムジェットエンジンを模擬した燃焼器を用いて超音速燃焼実験を行い、以下のような結論を得た。

- 1) 自発点火実験において、燃料を加熱することによって自発点火限界主流全温は低下することがわかった。
- 2) 燃料加熱による保炎性能の明確な相違は確認されなかった。

5. 参考文献

- 1) Billig, F.S., "Research on Supersonic Combustion," Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.4, July-Aug.1993 pp. 499-514
- 2) Waltrup, P.J., "Liquid-Fueled Supersonic Combustion Ramjets: A Research

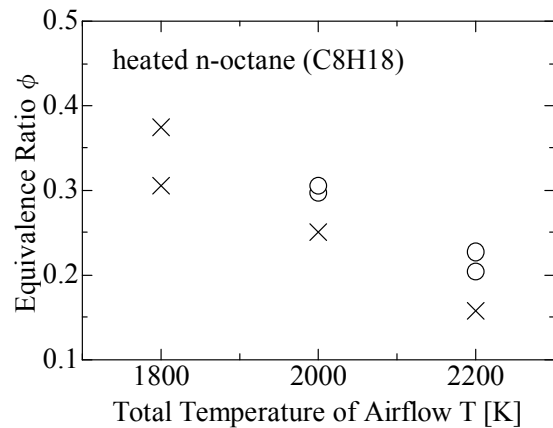


Fig.7 Flame-holding performance

Perspective," Journal of Propulsion and Power, Vol. 3, No.6, Nov,-Dec. 1987, pp.515-524

- 3) Takahashi, S., Tanaka, H., Noborio, D., and Miyashita, T., "Mach 2 Supersonic Combustion with Hydrocarbon Fuels in a Rectangular Scramjet Combustor," Proceedings of 16th ISABE, paper No.2003-1172, Cleveland, 2003.
- 4) Avrashokov, V., et.al, "Organization of Supersonic Combustion in a Model Combustion Chamber," AIAA-Paper 90-5268, 1990
- 5) Gruenig, C and Mayinger, F., "Supersonic Combustion of Kerosene/H₂ Mixtures in a Model Scramjet combustor," Combustion Science and Technology, Vol. 146, pp.1-22
- 6) G.Yu et.al, Characterization of Kerosene Combustion in Supersonic Flow Using Effervescent Atomization, 11th AIAA./AIFP International Conference
- 7) Uriuda, Y., Osaka, J., Nakaya, S., Tanaka, H., Takahashi, S., Wakai, K., Tsue, M., Kono, M. "A Research on Supersonic Combustion of Atomized/Vaporized Kerosene Fuel" Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Seoul, 2004